

PAT-NO: JP403021593A
DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 03021593 A
TITLE: FLYING DEVICE OF HELICOPTER AND ADJUSTING
DEVICE FOR
CENTER OF GRAVITY OF THE MACHINE
PUBN-DATE: January 30, 1991

INVENTOR-INFORMATION:
NAME
HARADA, JOJI

ASSIGNEE-INFORMATION:
NAME COUNTRY
HARADA JOJI N/A

APPL-NO: JP01157496
APPL-DATE: June 20, 1989

INT-CL (IPC): B64C027/59, B64C027/06

US-CL-CURRENT: 244/17.25

ABSTRACT:

PURPOSE: To have stable flight by bearing a suspensive supporting member at a machine frame, suspending at it a power unit installing stationary table on which the power unit is placed, and coupling a rotor shaft with this power part.

CONSTITUTION: A suspensive supporting member 4 is provided with a vertically stretching through-hole 3 for insertion of a rotor shaft 2 and is borne by a machine frame 1, and a power unit installing stationary table 8 on which a power unit 7 consisting of engine and transmission are placed, is suspended at

this supporting member 4 with the aid of an upper support arm 5. A rotor shaft 2 inserted in this through-hole 3 is coupled with the output shaft of the power unit 7. At the lower part of the stationary table 8, a control rod 6 is installed to allow the table 8 to be inclined to the left or right, and is extended while penetrating a through-hole 14 provided in a crank arm 15, and a control lever 16 is coupled with the bottom of the extension part through a coupling member 18.

COPYRIGHT: (C)1991,JPO&Japio

⑫ 公開特許公報 (A) 平3-21593

⑤Int.Cl.⁵
B 64 C 27/59
27/06

識別記号 庁内整理番号
7615-3D
7615-3D

④公開 平成3年(1991)1月30日

審査請求 未請求 請求項の数 2 (全6頁)

⑥発明の名称 ヘリコプターの飛行装置及び機体重心調整装置

⑦特 願 平1-157496
⑧出 願 平1(1989)6月20日

⑨発明者 原田 譲二 熊本県天草郡新和町小宮地9042番地
⑩出願人 原田 譲二 熊本県天草郡新和町小宮地9042番地

明細書

1. 発明の名称

ヘリコプターの飛行装置及び機体重心調整装置

2. 特許請求の範囲

- 1、機体フレーム(1)に、垂直方向の貫通孔(3)を設けた懸吊支持部材(4)を軸着し、その軸着された懸吊支持部材(4)に、動力部(7)を載置した動力部設置固定台(8)を軸着懸吊し、さらに、懸吊支持部材(4)と動力部設置固定台(8)によって機体フレーム(1)から軸着懸吊された動力部(7)に、ローターシャフト(2)を、懸吊支持部材(4)の貫通孔(3)に挿通させて取り付けたのを特徴とするヘリコプターの飛行装置、
- 2、機体フレームを、懸吊支持部材(4)によって動力部(7)を軸着懸吊した、動力部懸吊フレーム(22)と乗員室フレーム(23)とに分離して設け、動力部懸吊フレーム(22)の、動力部(7)の懸吊支持点より後方の任意の位置に、任意の範囲の前後スライド機構で乗員室フレームを取り付け、そして懸吊機構(31)を設けたコントロールレバー(16)を支着し、なおかつ、コントロールロッド(6)を貫通孔(14)に挿通して位置させたクランクアーム(15)を乗員室フレーム(23)に軸着し、そして、その軸着されたクランクアームの前方垂下部(32)と乗員室フレームの後方垂下部(33)とに定滑車(24)と(25)を設置し

て伝動部材(26)を装着し、さらに、その伝動部材(26)とコントロールロッド(6)を連結し、さらにもまた、伝動部材(26)をコントロールレバー(16)の操作機構(31)で拘束したのを特徴とするヘリコプターの機体重心調整装置

3. 発明の詳細な説明

この発明は、ヘリコプターの飛行システムとして、動力部を機体フレームから軸着で懸吊して設けることによって、ブレードのサイクリックピッチ変化をなくしたのと、テコの原理を応用した機体構造とスライド機構によって、ヘリコプターの重心を常に最適位置に位置せしめる、機体重心調整装置に関するものである。ロケットを除く他の航空機の揚力は、翼と呼ばれる翼型より得られ、ヘリコプターはその翼を回転させて飛行する航空機である。本発明は、このヘリコプターについて考案されたもので、従来のヘリコプターは、第1図で示すように、翼に角度を与えるためのピッチホーン(12)を設けた翼型を、翼の縦軸とするフェザリング軸(34)に軸着して、一枚の完成されたブレード(9)とし、このブレード(9)を、第2図で示すように、ローターシャフト(2)の上部に設けられたローター・ヘッド(10)に取り付け、さらに、ローターシャフト(2)にスワッシュプレート(11)を軸着し、そのスワッシュプレート(11)とブレード(9)のピッチホーン(12)をピッチチャンジロッド(13)で連結し

てブレード(9)とスワッシュプレート(11)が連動するようにしておいて、第3図で示すようにスワッシュプレート(11)をローターシャフト(2)に添って上下にスライドさせ、ブレード(9)に揚力発生角度を与えるコレクティブピッチ変化のコントロールリンク(35)を設け、さらに、第4図で示すように、ローターシャフト(2)に対し、スワッシュプレート(11)を任意の方位に傾斜させ、ブレード(9)に推力を発生させる、サイクリックピッチ変化のコントロールリンク(36)を設け、このサイクリックとコレクティブの二つのリンクをパイロットが操作して、ヘリコプターは飛行している、詳しく説明すると、エンジンならびにトランスマッションからなる動力部によってブレードを回転させながらコレクティブピッチを与えると、ブレードに揚力が発生し、ヘリコプターは離陸上昇し、さらに、サイクリックピッチを与えると、ブレードの揚力に推力が加わり、ヘリコプターは水平飛行に転ずる、このような構造及びシステムによって飛行されている従来のヘリコプターは、航空機のなかでもきわめて安定した航空機ではあるが、その飛行理論を深く追及するに、二つの重大な問題点をかかえて飛行されている、一つめの問題点は、機体フレームに固定して設置された動力部に取り付けられたローターシャフト(2)に、軸着して取り付けられたスワッシュプレート(11)を傾斜させることで、ブレード(9)に均一でない角度を生じ

させ、それによって揚力を推力に変換せしめている、ゆえにブレード(9)は、一回転する動きのなかで、コレクティブ与えられた角度と複合して、第5図で示すように、(A点からB点)最大から中間、(B点からC点)中間から最小、(C点からD点)最小から中間、(D点からA点)中間から最大と、異なる角度を超高速の連続回転のなかで繰り返させられているので、ブレード(9)の全構成部は、想像を絶する非常に大きな複合圧力を受け、ブレードの安全性を大きく脅かしている、そのうえ、ヘリコプター独特のブレード回転騒音もこれに因している、また、ブレードの形状を今日まで揚力効率の悪い竹トンボ形状であらしめたのも、この問題点が存在しているためであった、しかも、第5図で示したように、各地点で角度が異なれば揚力の不均衡が生じて飛行そのものが不可能であるが、実際に何事も無く飛行しているのは、第6図で示すように、揚力の不均衡をなくすため、弾力性のある素材によって造られた、ブレードヒンジ(37)と呼ばれるブレード自身のしなり構造と、第7図で示すように、機構として設けられたフラッピングヒンジ(38)によって、角度の変化を滑らかに調和させることによって、揚力を均衡させているからであるが、やはり上記したようなブレード(9)の運動形態は、より安全な飛行の確保に、大きな不安と脅威を残しているものである、もう一つの大きな問題点は、機体の重心に関する

るものであるが、機体重心の設定は安定した飛行を確保するために非常に重要な構造ポイントであり、製造各社は心血を注いで最適重心確保の設計に取り組んでいて、第8図で示すように、構造論理的にはブレード(9)を回転させるローターシャフト(2)の直下が最も理想的位置であるが、重心の因となる質量には、機体の構成部品全てからなる固定重量と、乗員や積載荷物及び燃料などからなる一定してない変動質量の二つがあり、そのなかの変動質量に問題があつた、つまり、本来はローターシャフト(2)の直下に設定されているはずの機体の最適重心が、変動質量によってずれて位置し、その重心ずれのまま飛行しているのが実状であるが、変動質量を考慮したところの、これ以上ずれたら危険とする限界重心の範囲内であるから何事もなく飛行しているものの、万に一つの事故も許されない安全確保のために、変動質量も含めた機体重心を、常にローターシャフト(2)の直下に位置されるべきで、もしも、限界重心ぎりぎりの状態のときに悪い条件が重なれば、機体は安定を失い墜落事故を引き起こす大きな要因となっているものである、本発明は、上記した従来型式ヘリコプターのかかえる二つの大きな問題点をなくするために考案されたもので、まず始めに、飛行装置について説明すると、従来型式のヘリコプターが、エンジンならびにトランスマッションからなる動力部を機体フレームに固定して設置されている

のに対し、本発明のヘリコプターは、動力部を機体フレームから軸着で懸吊して支持するのを狙いとするもので、詳しく図面を用いて説明するならば、第9図で示すように、機体フレーム(1)に、ローターシャフト(2)を挿通せしめる垂直方向の貫通孔(3)を設けた懸吊支持部材(4)を軸着し、その、機体フレーム(1)に軸着された懸吊支持部材(4)に、上部に支持アーム(5)を設け、下部にコントロールロッド(6)を設け、さらに、エンジンならびにトランスマッションからなる動力部(7)を載置した動力部設置固定台(8)を、その、上部支持アーム(5)で軸着し、さらに、懸吊支持部材(4)と動力部設置固定台(8)とによって機体フレーム(1)から軸着懸吊された動力部(7)に、ブレード(9)をローターヘッド(10)に取り付け、さらに、スワッシュプレート(11)を軸着で装着したローターシャフト(2)を、懸吊支持部材(4)に設けた貫通孔(3)に挿通させて連結し、さらに、軸着懸吊された動力部固定台(8)を左右に傾斜させるため、先端に貫通孔(14)を設け、その、貫通孔(14)に、動力部設置固定台(8)の下部に設けられているコントロールロッド(6)を挿通して位置させたクランクアーム(15)を、機体フレーム(1)に軸着し、さらに、軸着懸吊された動力部設置固定台(8)を前後に傾斜させるため、機体フレーム(1)に軸着されたクランクアーム(15)に、コントロールレバー(16)をピン(17)で支着し、さらに、クランクアーム

(15)に支着されたコントロールレバー(16)と、コントロールロッド(6)の双方を、ピン(17)と連結部材(18)で支着連結せしめる、なお、クランクアーム(15)にコントロールレバー(16)を支着するにあたっては、第10図で示すように、貫通孔(19)を設けたコントロールレバー支持部材(20)を、クランクアーム(15)と一体化して設け、その貫通孔(19)にコントロールレバー(16)を穿通させ、ピン(17)で支着してもいっこうにかまわない。このように、本発明のヘリコプターの飛行装置は、機体フレーム(1)から動力部(7)を軸着懸吊して設けたのを、大きな特徴とするもので、その飛行に際しては、コントロールレバー(16)とクランクアーム(15)、さらに、コントロールロッド(6)によって、回転しているブレード(9)を、動力部(7)ごと進行方向に傾けてやるだけで、揚力と推力が同時に得られて水平飛行を実現させて、従来型式のヘリコプターのように、サイクリックピッチ変化の必要をなくした、これによって次ぎのような多くのおおきな効果を奏するものである、第5図で示したように、ブレード(9)において、きわめて強引に振り返されていた、角度変化に伴う破壊圧力をなくし、ブレード(9)の安全性を大きく高め、さらに、この発明のもつとも狙いとするブレード(9)の形状を、揚力効率の悪い竹トンボ型状から、第11図で示すように、揚力発生面積をより広げて揚力を増大させたブレード

(9)の装着を可能にし、さらに、揚力効率が増大すれば、ブレード(9)の長さを短くすることができ、その短くなったぶんだけブレード(9)のローターシャフト(2)に対するモーメントが小さくなり、モーメントが小さくなれば動力部(7)をより小型化でき、さらに、小型になれば重量が軽くなり、軽くなればさらに揚力が増大する、このような一連の相乗効果によって揚力及び推力を大きく増大せしめる事ができたものである。

次ぎに、もう一つの問題点である機体の最適重心のずれに関して説明するに、従来型式のヘリコプターは、一つの機体フレームに動力部をはじめ全ての機械装置を配置設定しているから、設計で設定された機体重心の調整は不可能であった、これに対し、本発明のヘリコプターは、問題となる変動重量による機体最適重心のずれを、テコの原理を応用した機体構造と、それに加えたスライド機構とによって調整されるようにしたもので、詳しく図面をもって説明するならば、第12図で示すように、機体フレームを動力部懸吊フレーム(22)と、乗員室フレーム(23)とに分離して設け、動力部懸吊フレーム(22)における、動力部(7)の懸吊支持点より後方の任意の位置に、任意の範囲の前後スライド機構で乗員室フレーム(23)を取り付け、さらに、貫通孔(19)を有するコントロールレバー支持部材(20)を設置した水平部位をはさんで前方と後方を折曲垂下し、そして、後方垂下

辺のみ、ふたたび後方向き水平部位へと折曲され、なおかつ、その後端部には貫通孔(14)を設けてなる、クランクアーム(15)を乗員室フレーム(23)に軸着し、さらに、その軸着されたクランクアーム(15)の後部に設けられた貫通孔(14)に、コントロールロッド(6)を穿通して位置させ、さらに、クランクアーム(15)の前方垂下部(32)と、乗員室フレーム(23)の後方垂下部(33)に、定滑車(24)と(25)を設け、その(24)と(25)の二つの定滑車に、ロープやベルトまたはチェーンなどの伝動部材(26)を掛け渡して軸着し、その伝動部材(26)とコントロールロッド(6)とを連結し、さらに、クランクアーム(15)に設置されたコントロールレバー支持部材(20)の貫通孔(19)に、先端部に調持機構(31)を設けたコントロールレバー(16)を穿通させて位置し、ピン(17)で支着し、なおかつ、その調持機構で伝動部材(26)を調持させる、なお、コントロールレバー(16)をクランクアーム(15)に支着するにあたっては、かならずしも貫通孔(19)を設けたコントロールレバー支持部材(20)によらずとも、第13図で示すように、単にピン(17)で支着するだけでも一向にかまわない。

このように、本発明のヘリコプターは、変動重量による機体重心のずれを調整出来ない従来のヘリコプターに対し、テコの原理を応用するフレーム機構によって、第8図で示すように、機

体重心の位置を、常に最適重心点(21)とする、ローターシャフト(2)の直下に位置せしめるもので、さらに詳しく述べると、機体重量の大半を占める懸吊された動力部(7)と、変動重量の発生源である乗員室フレーム(23)とを、第12図で示すように、動力部懸吊フレーム(22)の動力部懸吊支持点より後方の位置に、前後スライド機構で取り付け、さらにその懸吊した動力部(7)と乗員室フレーム(23)が伝動部材(26)によって連結されているので、機体に動力部懸吊点を支点とするテコの原理が生じ、そのテコの原理とスライド機構とによって、動力部(7)をはじめ各装置及び乗員など、機体の全重量の重心をローターシャフト(2)の直下の最適重心点(21)に位置せしめられるものである、それから、伝動部材(26)がクランクアーム前方垂下部(32)と、乗員室後方垂下部(33)とに設置された定滑車(24)と(25)によって軸着されているのは、スライド機構によるコントロールロッド(6)と伝動部材(26)の連結位置の移動に、伝動部材を回動させて対応させるためと、コントロールレバー(16)の前後の動きを、回動する伝動部材(26)の働きによってコントロールロッド(6)に伝え、飛行をコントロールするために設けたものである、さらに、コントロールレバー(16)に調持機構(31)を設けたのも、調持を解除してスライド調整を待ち、位置決定にともない再び伝動部材(26)を調持して、コントロールレバー(16)

の動きをコントロールロッド(6)に伝えるものである、それから、クランクアーム(15)は、コントロールレバー(16)の左右の動きをコントロールロッド(6)に伝えて飛行をコントロールするものである。それから、スライド機構については、第12図で例示してはあるが、詳しく説明すると、動力部懸吊フレーム(22)を構成するフレーム材の型状に応じ、尚且つ避難で合致する取り付け部材(27)によって、乗員室フレーム(23)を、動力部懸吊フレーム(22)に取り付けておいてから、オネジを螺刺したネジ棒(28)を動力部懸吊フレーム(22)に軸着し、そのネジ棒(28)に、乗員室フレーム取り付け部材(27)と一体化して固定され、なむかく、メネジ螺刺部を内設した、乗員室移動部材(29)を螺着して取り付け、さらに、そのネジ棒(28)に歯車(30)を取り付けておいて、その歯車(30)をハンドルなどのリンクエージで操作回動させ、乗員室フレーム(23)を前後にスライドせるものである。また、懸持機構においても、第12図で例示してあるが、詳しく説明すると、ピン(17)を支点としてコントロールレバーに交差連結されたアームによって、はさむようにして懸持を実施解除するものである。なお、この懸持機構とスライド機構においては例示した以外にも幾つかの方法があるが、結果として、スライド機構は、動力部フレームに対

し乗員室フレームが前後にスライドされ、懸持機構は、コントロールレバーが、伝動部材を懸持及び解除をなすならば、その他の方式でも一向にかまわない。

このように、本発明は、機体重心調整装置を機体構造に組み入れて設けてなる、ヘリコプターであるから、乗員をはじめ積載荷物や燃料などの変動重量によって、機体の重心が最適重心点よりずれて位置しても、飛行に先立って調整され、常に最適重心点をキープした飛行がなされるので、墜落の危険性を少なくし、安全性を大きく向上させたものである。

それから、テールローター機構をはじめ内装や外装及び計器などの図示説明は省略してある。また、従来形式のヘリコプターと同様に、ローターシャフト(2)にスワッシュプレート(11)を設けてあるのは、ブレード(9)に角度を与える、コレクティブピッチ変化のためのみに設けているもので、あらかじめ任意の角度を固定して設けられたブレード(9)を装着するならば、スワッシュプレート(11)及びそのコントローラリンクエージは必要としない。

4. 図面の簡単な説明

第1図から第8図までは従来形式のヘリコプター関連を図示したものである。

第9図から第13図までは本発明のヘリコプターについて図示したものである。

第1図はブレードの構造を示した斜視図

第2図は、ローターシャフトにブレードとスワ

ッシュプレートを装着せしめたのを示す斜視図
第3図は、スワッシュプレートをローターシャフトに添って上下にスライド調整する、コレクティブピッチ変化のコントロールリンクエージを示した斜視図

第4図は、スワッシュプレートをローターシャフトに対し前後左右に傾ける、サイクリックピッチ変化のコントロールリンクエージを示した斜視図

第5図は、サイクリックピッチを受けたブレードの一回転における角度の変化を示した斜視図

第6図は、ブレードのしなり状態を、回転時と静止時で示した斜視図

第7図は、機構として設けたしなり、つまりフラッピングヒンジ機構を示した斜視図

第8図は、ローターシャフトの直下に位置されるヘリコプターの機体における最適重心点を示した側面図

第9図は、本発明におけるヘリコプターの飛行装置たる、機体の機構及び構造を示した斜視図

第10図は、コントロールレバーを、クランクアームに設けたコントロールレバー支持部材によって取り付けたのを示した斜視図

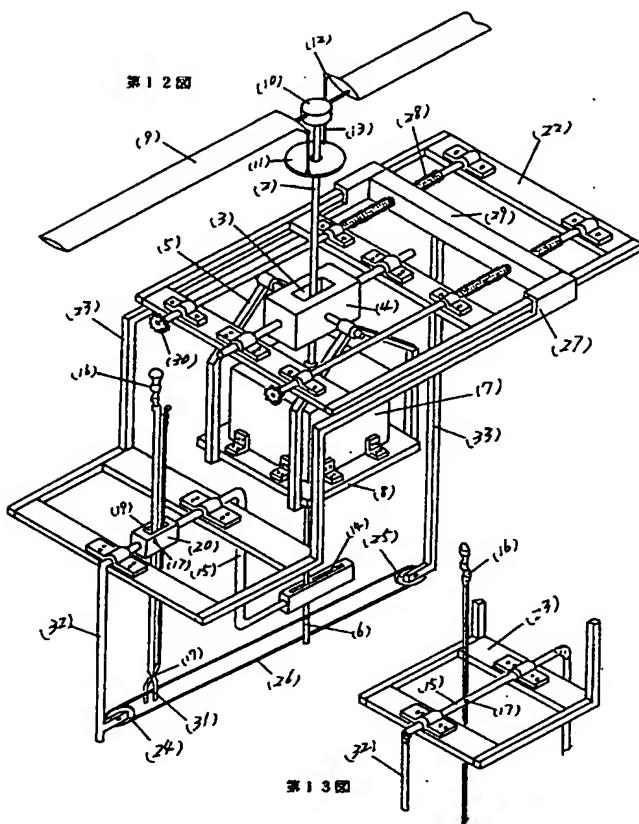
第11図は、ブレードの形状を竹トンボ型ではなく、扇風機やスクリュウの羽根のように、より大きく設けたのを示した平面図

第12図は、本発明におけるヘリコプターの重心調整装置となす、機体の機構及び構造を示した斜視図

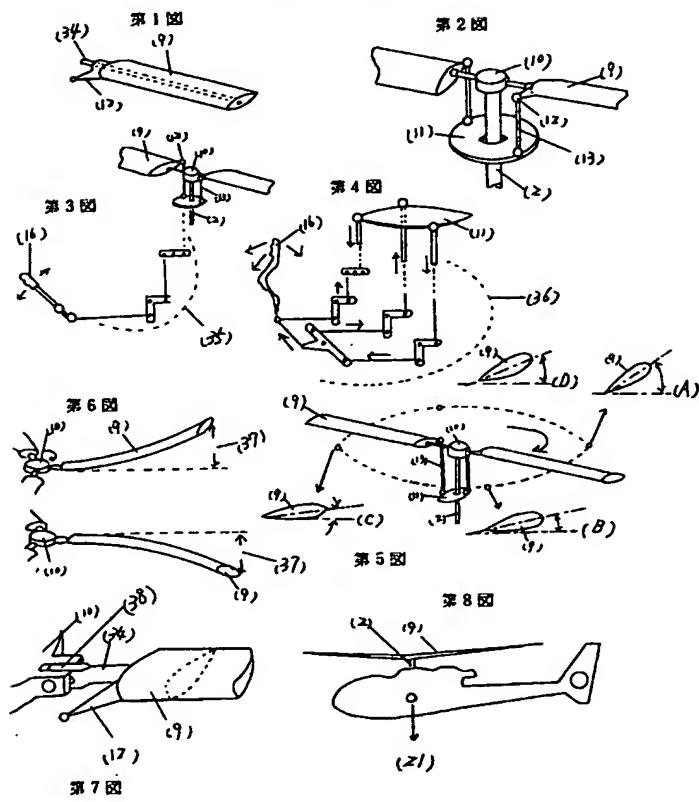
第13図は、コントロールレバーをピンによって直接クランクアームに支着したのを示した斜視図

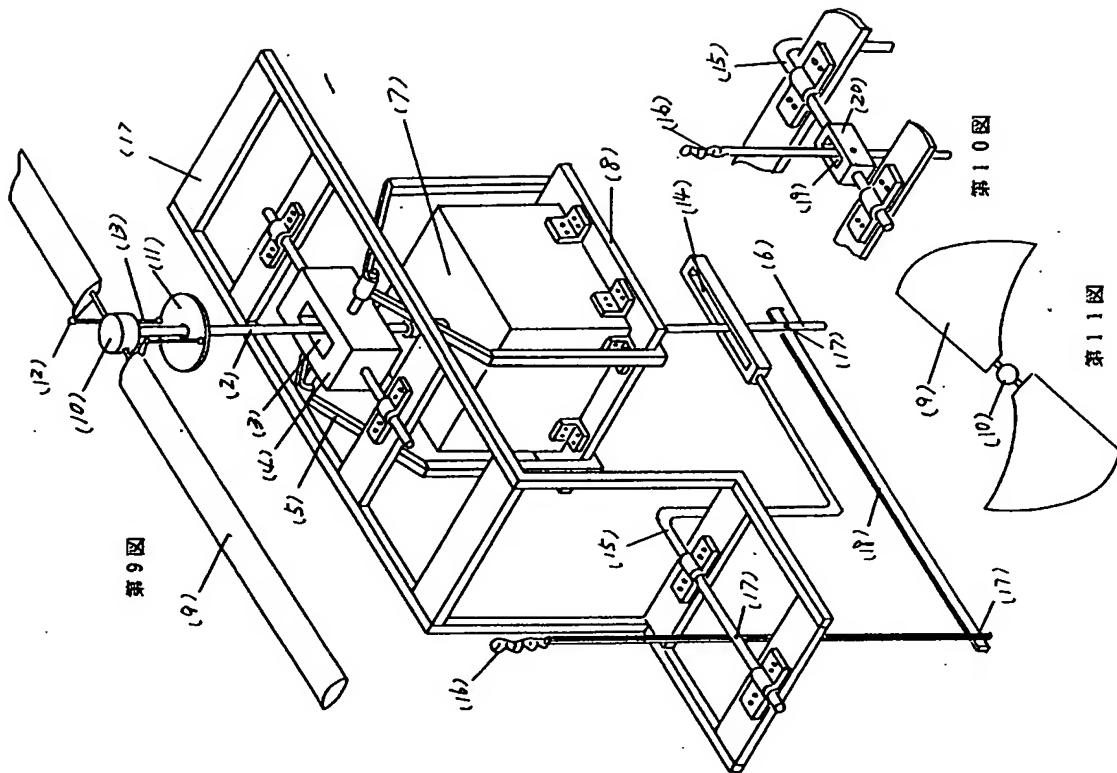
- (1) 機体フレーム (2) ローターシャフト
- (3) 動力部懸吊支持部材の貫通孔
- (4) 動力部懸吊支持部材
- (5) 動力部設置固定台の懸吊支持アーム
- (6) 動力部設置固定台の下部に設けたコントロールロッド
- (7) エンジンならびにトランスマッシャンからなる動力部
- (8) 動力部設置固定台
- (9) ブレード (10) ロータヘッド
- (11) スワッシュプレート
- (12) ピッチホーン
- (13) ピッチエンジロッド
- (14) クランクアーム後端の貫通孔
- (15) クランクアーム
- (16) コントロールレバー (17) ピン
- (18) コントロールレバーとコントロールロッドの連結部材
- (19) コントロールレバー支持部材の貫通孔
- (20) コントロールレバー支持部材
- (21) 機体最適重心
- (22) 動力部懸吊フレーム
- (23) 乗員室フレーム
- (24) 前方定滑車 (25) 後方定滑車
- (26) ロープ及びチェンバベルトなどの伝動部材

- (27) 乗員室フレームを動力部懸吊フレームに遊戯で取り付ける、取り付け部材
 (28) オネジを螺刺したネジ棒
 (29) ネジ棒の回動によって乗員室フレームを前後に移動せしめる移動部材
 (30) ネジ棒に取り付けられた樹脂
 (31) コントロールレバーの先端に設けた、制御機構
 (32) クランクアームの前方垂下部
 (33) 乗員室フレームの後方垂下部
 (34) フェザリング軸
 (35) コレクティビッチ変化のリンクージ
 (36) サイクリックビッチ変化のリンクージ
 (37) ブレードヒンジ
 (38) フラッピングヒンジ機構
 (A) 変化する角度の最大点
 (B) 変化する角度の中間点
 (C) 変化する角度の最小点
 (D) 変化する角度の中間点



特許出願人 原田 雄二

図面の添書
図面



手 続 補 正 書

平成1年10月19日

特許庁長官殿

1、事件の表示

平成1年特許願 第157496号

2、発明の名称

ヘリコプターの飛行装置及び機体重心調整装置

3、補正をする者

事件との関係 特許出願人

住所 クマモトアマクサシンワコミヤジ

熊本県天草郡新和町小宮地9042番地

氏名 ハラダ ジョウジ

原田謙二

4、補正命令の日付 平成1年9月26日

5、補正の対象 図面

6、補正の内容

修正液により修正した第4図を補正するため

同一紙面となる第1図から第8図までを別紙

のとおり記載したうえで補正します。